

На правах рукописи

Марданов Ренат Фаритович

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ, АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ
РАСЧЕТ И ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОНИЦАЕМЫХ
КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ В НЕОГРАНИЧЕННОМ
ПОТОКЕ И ВБЛИЗИ ЭКРАНА**

01.02.05 — механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

КАЗАНЬ – 2003

Работа выполнена в Отделе краевых задач Научно-исследовательского института математики и механики им Н.Г. Чеботарева Казанского государственного университета им. В.И. Ульянова-Ленина.

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
профессор, заслуженный деятель науки
России и Татарстана
Ильинский Николай Борисович

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,
профессор, заслуженный деятель
науки Татарстана
Салимов Расих Бахтигареевич

кандидат физико-математических наук,
старший научный сотрудник
Филиппов Сергей Иванович

Ведущая организация: Самарский государственный
аэрокосмический университет, г. Самара.

Защита состоится 30 октября 2003г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета Д212.081.11 при Казанском государственном университете по адресу: 420008, Казань, ул. Кремлевская, 18.

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке Казанского государственного университета.

Автореферат разослан “__” сентября 2003г.

Ученый секретарь диссертационного совета
кандидат физ.-мат. наук, доцент



А.А. Саченков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. При решении задач проектирования крыловых профилей в ряде случаев эффективными оказываются методы обратных краевых задач аэрогидродинамики (ОКЗА). При этом решение строится по заданному заранее распределению скорости или давления по контуру профиля, и в большинстве случаев аэродинамические характеристики профиля можно вычислить до решения задачи. В настоящее время большое количество работ посвящено расширению класса решаемых ОКЗА: проектирование профилей при наличии в потоке особенностей, вблизи твердой или свободной поверхности, многокомпонентных крыловых профилей, гидродинамических решеток, профилей с устройствами активного управления потоком. Последние задачи представляют особый интерес, так как введение таких устройств позволяет значительно улучшить аэродинамические характеристики крылового профиля: увеличить коэффициент подъемной силы, уменьшить профильное сопротивление, бороться с такими нежелательными эффектами как отрыв потока и переход ламинарного течения в пограничном слое (ПС) в турбулентное. Важной также является проблема исследования влияния этих устройств на обтекание крылового профиля вблизи экрана.

Целью настоящей диссертации является развитие точных и приближенных численно-аналитических методов проектирования непроницаемых профилей, профилей с отсосом ПС, отбором и выдувом потока как в неограниченном потоке, так и вблизи экрана; поиск оптимальных параметров устройств отсоса ПС и отбора внешнего потока; составление на основе разработанных методов вычислительных алгоритмов и их программная реализация; анализ влияния устройств управления потоком на форму, геометрические и аэродинамические характеристики крыловых профилей.

Научная новизна. В диссертации исследована задача оптимизации распределенного отсоса ПС через проницаемый участок с целью уменьшения профильного сопротивления в диапазоне для заданных крайних углов атаки. Благодаря введению распределенного отсоса ПС отрыв удается ликвидировать во всем рассматриваемом диапазоне углов атаки, что несомненно улучшает аэродинамические характеристики крылового профиля. Решена задача максимизации циркуляции скорости при обтекании гладкого контура с источниками и стоками. Определена оптимальная форма контура, и выписана система уравнений для опреде-

ления положения особенностей на контуре. Получена зависимость максимального значения циркуляции от величин расхода в источниках и стоках. Разработан метод проектирования профиля крыла экраноплана с устройством выдува реактивной струи. Метод обобщен на случай пересчета спроектированных крыловых профилей на нерасчетные режимы обтекания и работы устройства выдува реактивной струи. Разработан приближенный метод проектирования крылового профиля экраноплана и в общем случае многоэлементного крылового профиля. Разработаны алгоритмы численной реализации решений задач.

Достоверность полученных результатов обеспечивается обоснованностью применяемых моделей и строгостью используемого математического аппарата. Сравнение результатов расчетов с известными решениями дало их хорошее совпадение.

Практическая ценность. Разработанные в диссертации методы, полученные решения задач, алгоритмы численной реализации и построенные профили могут быть использованы для проектирования крыльев самолетов дозвуковой авиации и крыльев летательных аппаратов, использующих влияние земли (экранопланов).

Апробация работы. Результаты диссертации по мере их получения были доложены на семинарах Отдела краевых задач (руководитель – Н.Б. Ильинский); на итоговых научных конференциях Казанского государственного университета (секция аэрогидромеханики) за 1997–2002 гг.; Всероссийской молодежной научной Школе-конференции по математическому моделированию, геометрии и алгебре (Казань, 1997), Всероссийской молодежной научной Школе-конференции по теории функций (Казань, 1998); Всероссийской научной конференции “Краевые задачи и их приложения” (Казань, 1999); XXII Конференции молодых ученых механико-математического факультета МГУ (Москва, 2000); Международной научно-технической конференции молодых ученых и специалистов “Современные проблемы аэрокосмической науки и техники” (ЦАГИ, Жуковский, 2000, 2002); Международной научной конференции и молодежной школе “Краевые задачи аэрогидромеханики и их приложения”, посвященной 90-летию Г.Г. Тумашева (Казань, 2000); V Казанской международной летней школе-конференции “Теория функций, ее приложения и смежные вопросы” (Казань, 2001); VIII Всероссийском съезде по теоретической и прикладной механике (Пермь, 2001); Итоговой конференции Республиканского конкурса научных работ среди студентов и аспирантов на соискание премии

имени Н.И. Лобачевского (Казань, 2002); VIII Четаевской международной конференции “Аналитическая механика, устойчивость и управление движением” (Казань, 2002); Международной летней научной школе “Гидродинамика больших скоростей” (Чебоксары, 2002); Первой научно-практической конференции молодых ученых и специалистов “Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности” (“ОКБ Сухого”, Москва, 2002); Международной молодежной научной школе-конференции “Лобачевские чтения – 2002” (Казань, 2002); Третьей Международной школе-семинаре “Модели и методы аэродинамики” (Евпатория, 2003).

Публикации. Основное содержание диссертации опубликовано в 13 тезисах и 6 статьях в центральных и региональных изданиях. Список основных публикаций приведен в конце автореферата.

Содержание, структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, содержащих восемь параграфов, заключения и списка литературы. Содержит 116 страниц, 9 таблиц, 32 рисунка. Библиографический список состоит из 82 наименований источников отечественных и зарубежных авторов.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во **введении** кратко анализируется развитие методов проектирования крыловых профилей, основанных на теории ОКЗА. Особое внимание уделено задачам проектирования проницаемых крыловых профилей, профилей вблизи экрана, многоэлементных крыловых профилей и оптимизационным задачам.

История развития ОКЗА насчитывает уже более 70 лет. Первые постановки и решения таких задач были даны в 30–40 годах прошлого столетия в работах F. Weinig’a, C.Schmiden’a, A.Betz’a, W. Mangler’a, Л.А. Симонова, Г.Г. Тумашева, M.J. Lighthill’a.

В последующих работах эти методы были обобщены на случай учета сжимаемости по модели газа Чаплыгина, из которых можно отметить работы Г.Г. Тумашева, L.C. Woods’a, Г.Ю. Степанова. В конце 60-х годов появились результаты, связанные с учетом вязкости в ОКЗА по модели ПС (см., например, работы Г.Ю. Степанова и J.L. Van Ingen’a).

К числу устройств активного управления потоком относятся и устройства отбора потока и выдува струи (когда расход жидкости большой и отсос или выдув влияет на структуру внешнего потока), а также отсоса и выдува жидкости в ПС (когда расход мал и жидкость отсасы-

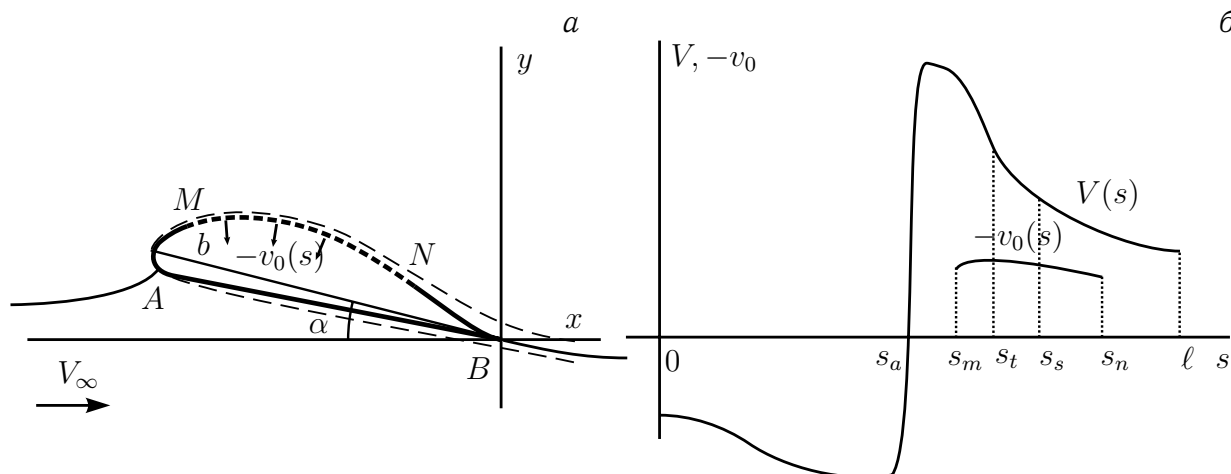
вается или выдувается только в ПС).

Одним из простейших способов математического моделирования таких устройств являются точечные особенности, расположенные на поверхности крылового профиля. Прямые и обратные задачи для крыловых профилей с особенностями исследовались в работах А.И. Некрасова, М.А. Копырина, Г.Г. Тумашева, М.Т. Нужина, А.М. Елизарова, Н.Б. Ильинского, А.В. Поташева, Е.Ю. Аристовой. Более приближенным к реальности является отбор или выдув через каналы конечной ширины. В работах В.М. Шурыгина, Г.Ю. Степанова, Д.Ф. Абзалилова, Н.Б. Ильинского рассматриваются прямолинейные и круговые каналы с постоянными скоростями на стенках. ОКЗА для профиля с отбором через эквипотенциаль рассмотрена в работе Д.Ф. Абзалилова, Л.А. Аксентьева и Н.Б. Ильинского. Обратная задача для профиля с выдувом реактивной струи в линейном приближении решена Л.М. Котляром, а в полной постановке Д.Ф. Абзалиловым, Н.Б. Ильинским. В работах Д.Ф. Абзалилова и Н.Б. Ильинского также решены обратные задачи для профилей с малым щелевым отсасыванием и с распределенным отсосом ПС.

Другим важным классом являются задачи проектирования профилей вблизи экрана и многоэлементных крыловых профилей. Решением задач проектирования двухэлементных крыловых профилей, профилей вблизи экрана, профилей с закрылками и предкрылками занимались Р.М. James, Г.Г. Тумашев, М.Т. Нужин, Р.М. Насыров, А.Н. Ильинский, Н.Б. Ильинский, А.В. Поташев, Д.В. Маклаков, М.И. Галяутдинов. Схема решения задачи при проектировании трехэлементного крылового профиля изложена в монографии Г.Г. Тумашева и М.Т. Нужина, где они опираются на работы С.А. Чаплыгина. А.М. Казбан предложил метод решения основной ОКЗА для многоэлементного профиля.

Особый интерес ученых вызывают задачи проектирования крыловых профилей, обладающих оптимальными аэродинамическими характеристиками. Из работ, посвященных отысканию оптимальных непроницаемых контуров, а также оптимизации устройств активного управления потоком можно отметить работы М.А. Лаврентьева, В.И. Зубова, А.М. Елизарова, Е.В. Федорова, Н.Б. Ильинского, Д.Ф. Абзалилова.

В первой главе рассмотрены задачи оптимизации проницаемых крыловых профилей с отсосом жидкости. Как уже было сказано выше отсос и отбор жидкости является хорошим средством управления потоком, и правильный подбор параметров устройства отсоса (отбора) позволяет



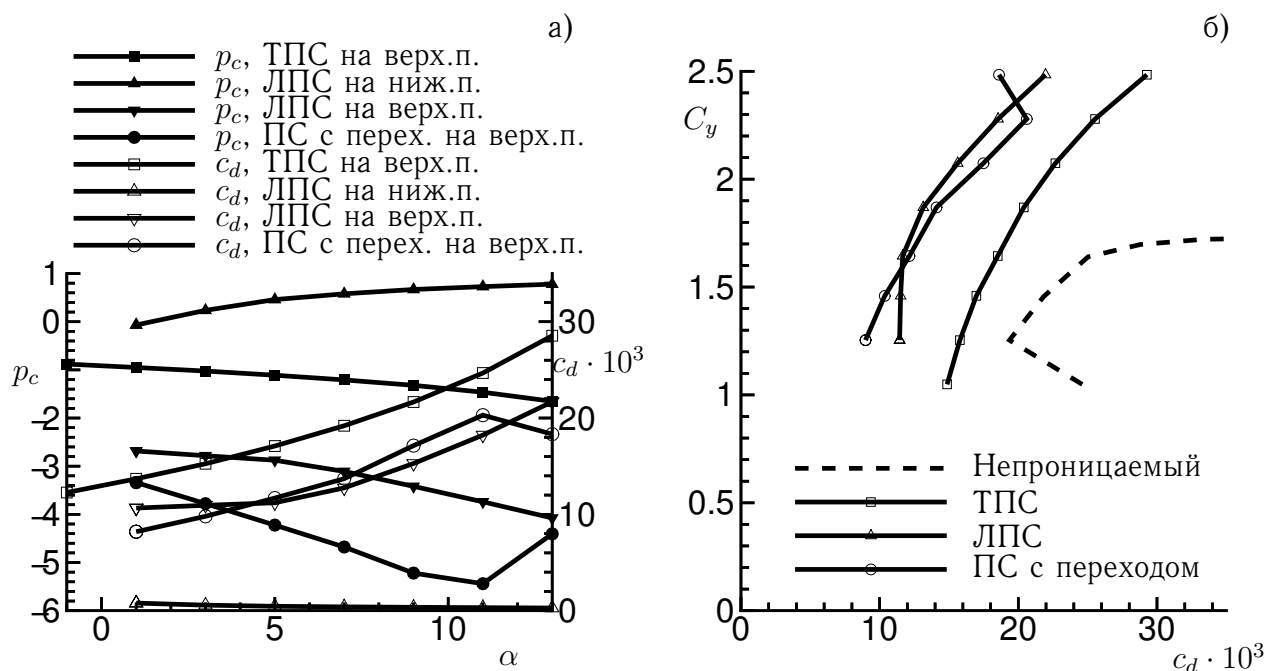
Фиг. 1.

значительно улучшить характеристики крылового профиля: увеличить подъемную силу, уменьшить сопротивление, ликвидировать отрыв потока.

В §1 приведены основные положения теории ПС, выписаны формулы для интегральных характеристик ПС и интегральные уравнения, которым они удовлетворяют. Дано описание метода Р. Эпплера расчета ПС с учетом распределенного отсоса через проницаемую поверхность и приведены соотношения, замыкающие систему интегральных уравнений как для ламинарного ПС (ЛПС), так и для турбулентного ПС (ТПС). Выписаны критерии отрыва для ЛПС и ТПС, а также критерий перехода ламинарного ПС в турбулентный.

В §2 исследуется задача улучшения аэродинамических характеристик крылового профиля путем введения распределенного отсоса ПС. Рассматривается обтекание известного крылового профиля потоком вязкой несжимаемой жидкости при двух углах атаки α_1 и α_2 (фиг. 1). Вязкость учитывается по модели ПС. В предположении безотрывности обтекания для вычисления распределений скорости $V_1(s)$ и $V_2(s)$ по поверхности для крайних углов диапазона используется модель идеальной несжимаемой жидкости (ИНЖ). Если расчет ПС показал, что на профиле имеется отрыв потока, то вводится в рассмотрение проницаемый участок, через который будет производится отсос ПС. Скорость отсоса определяется по закону Дарси $v_0(s) = K(s)[p_c - p(s)]$, где $K(s)$ – проницаемость, p_c – давление в камере отсоса, $p(s)$ – распределение давления по поверхности профиля, определяемое из интеграла Бернулли.

Требуется найти такое положение концов s_m и s_n проницаемого участка, такое распределение $K(s)$ проницаемости и такие давле-



Фиг. 2.

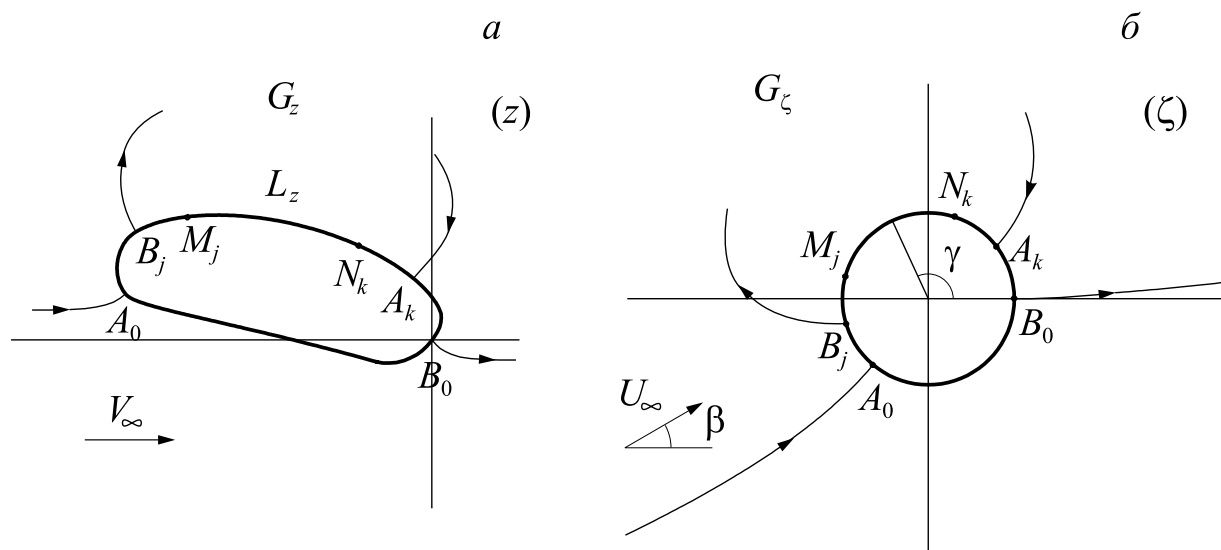
ния p_{c1} , p_{c2} в камере отсоса (для углов атаки α_1 и α_2 соответственно), чтобы сумма коэффициентов сопротивления $c_d = \lambda_1 c_{d1} + \lambda_2 c_{d2}$ принимала минимальное значение при условии отсутствия отрыва ПС. Величины λ_1 и λ_2 – весовые коэффициенты.

Коэффициент c_{di} сопротивления при одном угле атаки ($\alpha_i, i = 1, 2$) вычисляется по формуле $c_{di} = c_{vi} + c_{si}$. Здесь c_v – коэффициент сопротивления за счет трения, определяемый по формуле Сквайра-Юнга $c_v = 2\delta_2(L)[V(L)]^{\frac{5+H_{12}(L)}{2}}$, $\delta_2(L)$ и $H_{12}(L)$ – интегральные характеристики ПС в задней кромке. Коэффициент сопротивления c_s , эквивалентный энергетическим затратам и потерям в устройстве отсоса, вычисляется по формуле из работы Р. Эпплера¹ $c_s = V_c^2 \int_{s_m}^{s_n} v_0(s) ds$.

Задача решается численно. При расчетах полагается, что $K(s) \equiv K_0$, $\lambda_1 = \lambda_2 = 1$. Для решения используется “генетический” метод оптимизации. Были рассчитаны два профиля: НАСА-0012 и Е-420 из монографии Р. Эпплера². Расчеты проводились для ЛПС, ТПС и ПС с переходом. Для каждого случая были определены оптимальные положение и проницаемость перфорированного участка. Давление $p_c(\alpha)$ в камере отсоса находилось как функция угла атаки α из условия отсутствия отрыва во внутренних углах диапазона. Также определены

¹Eppler R. Airfoils with boundary layer suction, design and off-design cases // Aerospace Science and Technology, 1999. V. 3, P. 403–415.

²Eppler R. Airfoil Design and Data. Berlin: Springer-Verlag, 1990, 512 p.



Фиг. 3.

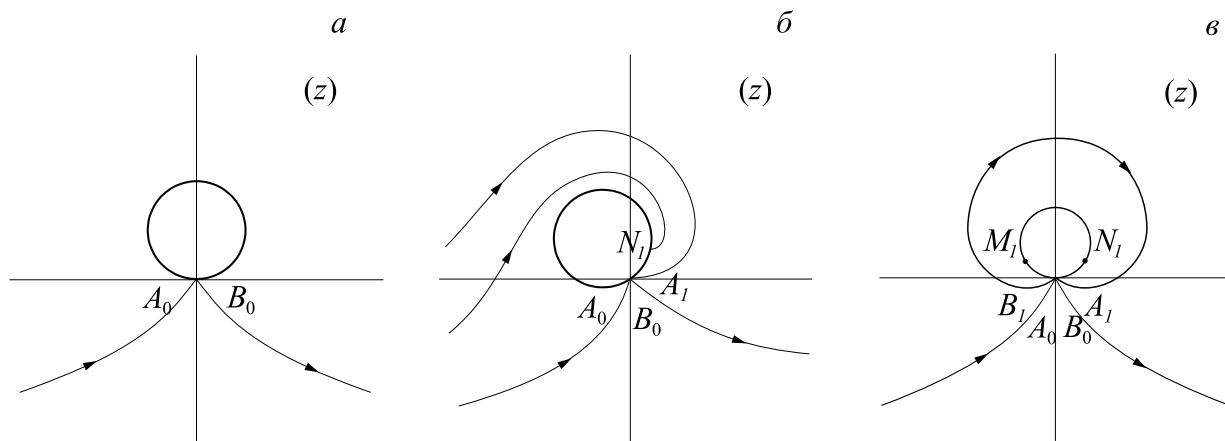
зависимость минимизированного коэффициента сопротивления $c_d(\alpha)$ от угла атаки. Эти зависимости представлены на фиг. 2,а для профиля Е-420, а на фиг. 2,б приведены аэродинамические поляры для того же профиля (пунктирной линией для непроницаемого профиля, а сплошными – найденные из решения оптимизационной задачи). Из анализа результатов сделаны выводы.

В §3 поставлена и решена задача максимизации циркуляции скорости при обтекании гладкого контура с особенностями (M источников и N стоков) потоком ИНЖ (фиг. 3,а). Заданы скорость V_∞ набегающего потока, периметр L искомого контура, суммарные расходы через все источники $q_m = \sum_{j=1}^M q_{mj}$ и стоки $q_n = \sum_{k=1}^N q_{nk}$. Предполагается, что критические точки располагаются только на контуре и выдуваемая через источники жидкость и внешний поток имеют одинаковые параметры (плотность и полное давление).

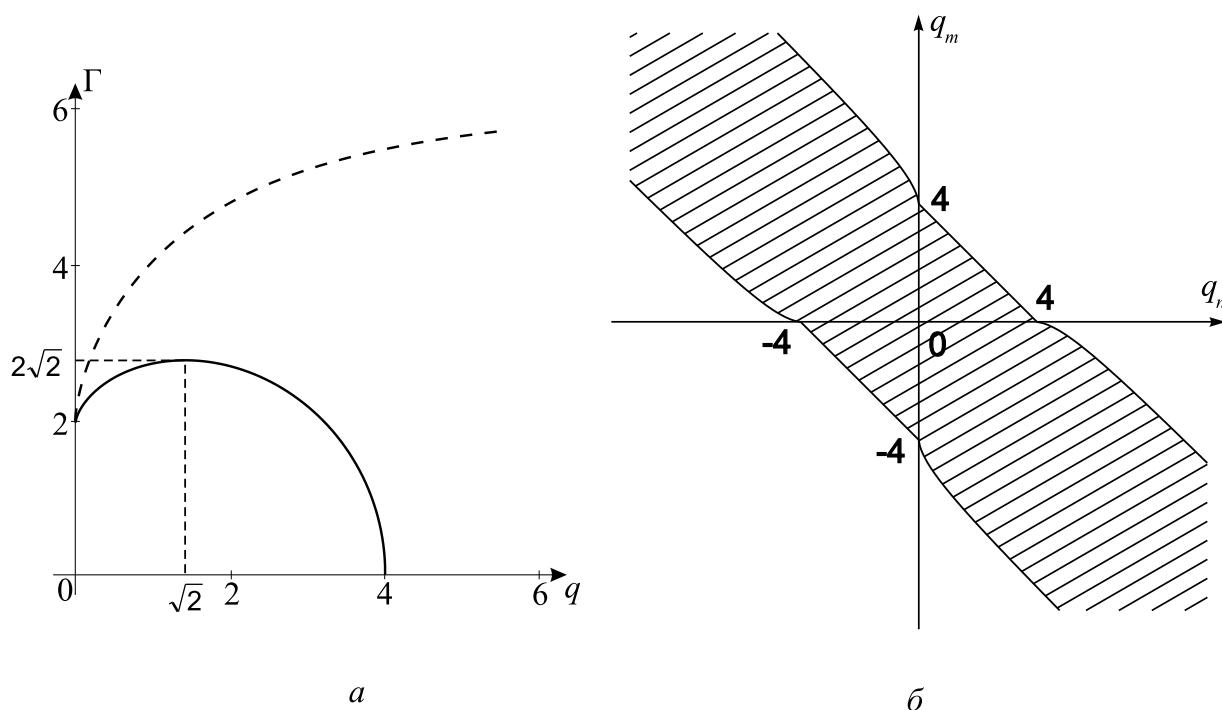
Требуется определить форму контура L_z , найти расположение на нем источников и стоков и величины расходов через них так, чтобы циркуляция Γ скорости была максимальной.

Задача решена с использованием методов решения вариационных ОКЗА. Оптимальным контуром, как и в непроницаемом случае³ (фиг. 4,а), оказалась окружность с совпадающими точками разветвления и схода потока. Исследование оптимального положения особенностей на окружности проводилось для частных случаев численно-

³Елизаров А. М. Некоторые экстремальные задачи теории крыла // Изв. вузов. Математика. 1988. № 10. С.71-74.



Фиг. 4.



Фиг. 5.

аналитически, а в общем случае численно. В случае окружности с одним стоком (источником) решение совпало с известным⁴ (фиг. 4,б). Зависимость максимального значения циркуляции от расхода в этом случае приведено на (фиг. 5,а) сплошной линией.

В случае одного источника и одного стока максимальное значение

⁴Абзалилов Д. Ф., Ильинский Н. Б. Об одной экстремальной задаче обтекания потоком идеальной несжимаемой жидкостью гладкого контура со стоком // Доклады Академии наук России. 1997. Т.354. № 1. С.43-46.

циркуляции определяется по формуле

$$\Gamma = \cos\left(\frac{3\gamma_{n1} + \gamma_{m1}}{2}\right) + \cos\left(\frac{3\gamma_{m1} + \gamma_{n1}}{2}\right) - 4\cos\left(\frac{\gamma_{n1} + \gamma_{m1}}{2}\right), \quad (1)$$

а положение источника и стока на окружности находится из решения системы уравнений

$$q_n = 4 \frac{\sin^4(\gamma_{n1}/2)}{\sin((\gamma_{n1} - \gamma_{m1})/2)}, \quad \sqrt[4]{-q_n/q_m} = \frac{\sin(\gamma_{n1}/2)}{\sin(\gamma_{m1}/2)}. \quad (2)$$

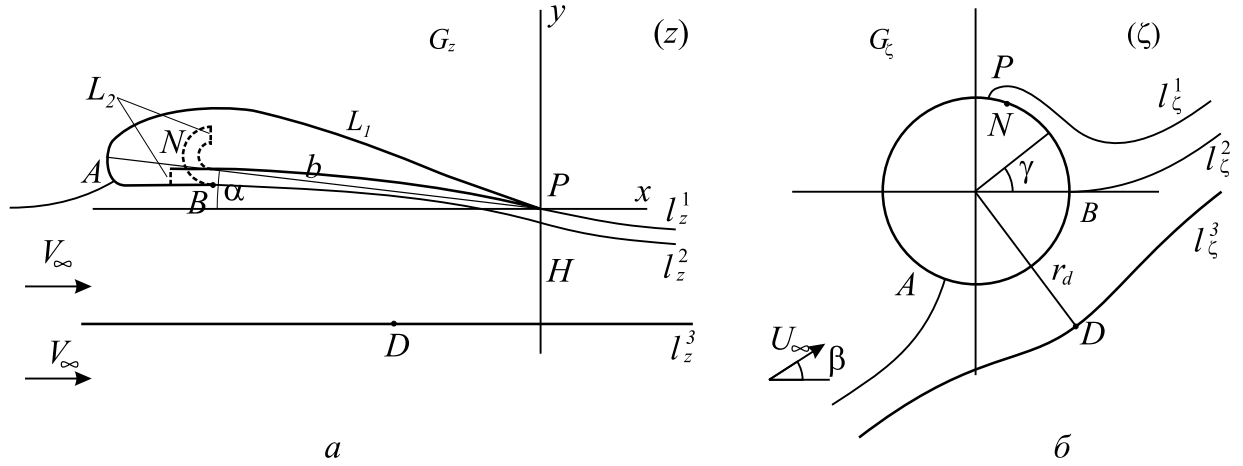
Максимальное значение циркуляции достигается при $-q_n = q_m = q$, $q \rightarrow \infty$. В этом случае $\gamma_n, \gamma_m \rightarrow \pi$ и на окружности образуется диполь (фиг. 4,б). Зависимость $\Gamma(q)$ в случае равных расходов приведена на фиг. 5,а штриховой линией. Максимальное значение циркуляции $\Gamma = 6$, что в три раза больше, чем в случае непроницаемой окружности.

При наличии двух стоков численно-аналитически показано, что максимальное значение циркуляции достигается при их совпадении в одной точке. В общем случае из результатов проведенных числовых экспериментов следует вывод: оптимальное положение особенностей на окружности такое, что все источники совпадают в одной точке, а все стоки – в другой, положение этих точек находится из системы (2), а максимальное значение циркуляции можно определить по формуле (1). Область разрешимости задачи показана на фиг. 5,б.

Вторая глава посвящена решению задачи проектирования профиля крыла экраноплана с устройством выдува реактивной струи.

В §4 дана постановка и решение соответствующей ОКЗА. Заданы плотность ρ потока, скорость V_∞ на бесконечности, давление p_∞ на бесконечности, хорда b профиля, отстояние H задней кромки профиля от экрана (фиг. 6,а). Задана ширина h канала или расход Q жидкости через щель, а также скорости V_1 и V_2 на его стенках. Из канала выдувается струя ИНЖ с другой плотностью ρ_j и скоростью $V_{j\infty}$ на бесконечности при давлении p_∞ на бесконечности. Индексом j обозначены параметры струи.

Скорости на линиях l_{z1} и l_{z2} схода потока связаны между собой соотношением, следующим из интеграла Бернулли $(1 + \mu)(V_j/V_{j\infty})^2 = (V/V_\infty)^2 + \mu$, где безразмерный параметр μ определяется по формуле $\mu \equiv 2(p_{j0} - p_0)/(\rho V_\infty^2) = \rho_j V_{j\infty}^2/(\rho V_\infty^2) - 1$. Под экраном l_{z3} вводится фиктивный плоскопараллельный поток ИНЖ со скоростью V_∞ на бесконечности. По контуру профиля задано распределение скорости $V = V(\gamma)$, где γ – угловая координата в канонической плоскости ζ (фиг. 6,б).



Фиг. 6.

Требуется определить форму крылового профиля и его аэродинамические характеристики.

При сделанных предположениях во внешнем потоке, в струе и под экраном существуют комплексные потенциалы потоков. Будем рассматривать их как единую кусочно-аналитическую функцию $w(z) = \varphi(x, y) + i\psi(x, y)$, терпящую разрыв на линиях схода потока и на экране. Комплексно сопряженная скорость в плоскости ζ может быть представлена в виде⁵

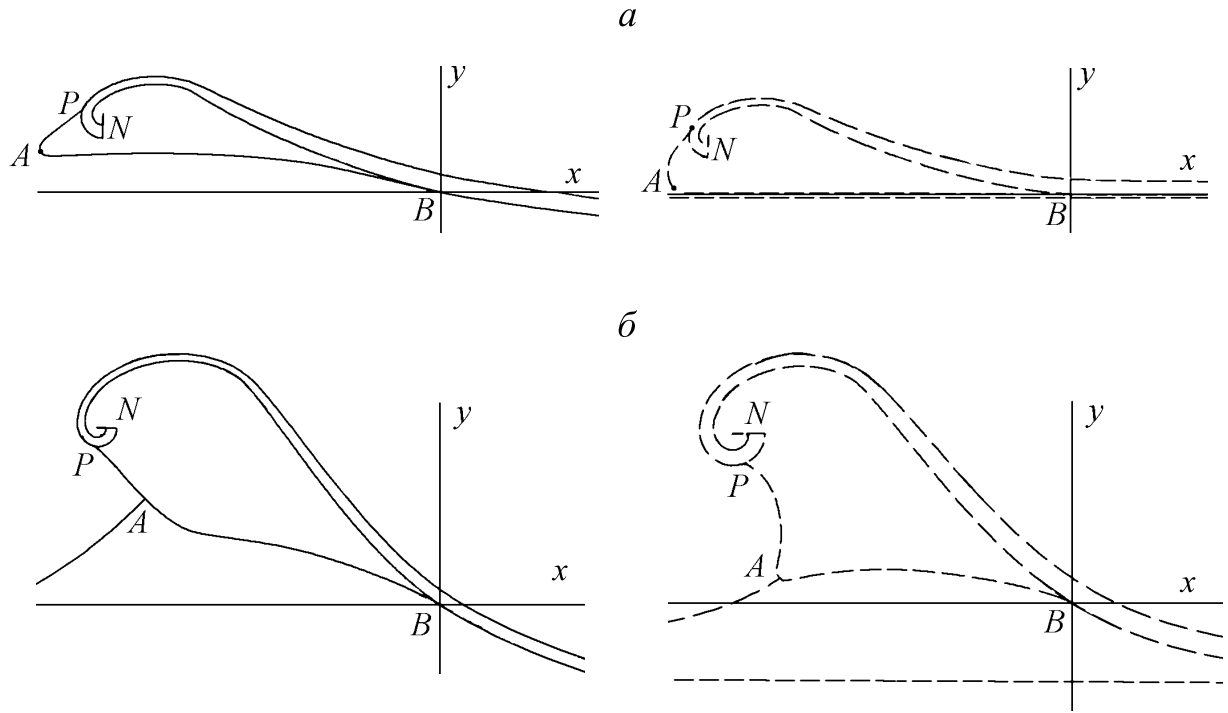
$$dw/d\zeta = U_{\infty} e^{-i\beta} f(\zeta) e^{-\Omega(\zeta)},$$

где для нашей задачи $f(\zeta) = (\zeta - 1)(\zeta - \zeta_a)(\zeta - \zeta_p)(\zeta - \zeta_n)^{-1}\zeta^{-2}$, $\Omega(\zeta) = T(r, \gamma) + i\Lambda(r, \gamma)$ – кусочно-аналитическая функция, терпящая скачок на линиях l_{ζ}^1 , l_{ζ}^2 и l_{ζ}^3 . Так же, как и при решении обычной ОКЗА, вводится в рассмотрение функция $\tilde{\chi}(\zeta) = \tilde{S} + i\tilde{\theta} = \ln(dw/dz) - \ln(\zeta - \zeta_a) + (ai/\pi) \ln(\zeta - \zeta_n) + \Omega(\zeta)$ (где $a = \ln(V_2/V_1) \leq 0$), которая является аналитической в области G_{ζ} . В отличие от обычной ОКЗА здесь в выражение для $\tilde{S}(\gamma) = \text{Re}(\tilde{\chi})$ входит неизвестная функция $T(\gamma)$, для нахождения которой организован итерационный процесс.

Условия разрешимости задачи, условие заданности ширины h щели или расхода Q и условие заданности отстояния H удовлетворяются подбором свободных параметров в исходном распределении скорости $V(\gamma)$ и параметра r_d , определяющего расстояние от образа экрана l_{ζ}^3 до единичной окружности в плоскости ζ (фиг. 6,б).

Результирующая сила, действующая на профиль с устройством выдува реактивной струи вблизи экрана, находится из уравнения движения

⁵Маклаков Д.В. Нелинейные задачи гидродинамики потенциальных течений с неизвестными границами. – М.: Янус-К, 1997. 280 с.



Фиг. 7.

ИНЖ, записанного в интегральной форме

$$\mathbf{R} = X + iY = \oint_{L_1 \cup L_2} [p\mathbf{n} + \rho\mathbf{V}(\mathbf{V}, \mathbf{n})] ds = \oint_{L_1 \cup L_2} p\mathbf{n} ds + \int_{L_2} \rho\mathbf{V}(\mathbf{V}, \mathbf{n}) ds.$$

Здесь L_1 – непроницаемая, а L_2 – проницаемая часть поверхности профиля (некоторая линия поперек канала выдува, фиг. 6,а). Коэффициенты подъемной силы и сопротивления (тяги) запишутся в виде: $C_y = 2Y/(\rho V_\infty^2 b)$, $C_x = 2X/(\rho V_\infty^2 b)$.

В §5 представлены результаты расчетов, которые проводились для трех случаев расположения щели выдува: в задней кромке, на нижней и на верхней поверхности. Во всех расчетах варьировался параметр μ и отстояние H от экрана. Из полученных результатов сделан вывод, что чем больше площадь соприкосновения струи в поверхность профиля, тем большее влияние она оказывает на его форму; при приближении профиля к экрану уменьшается угол атаки и угол, под которым выдувается струя, а толщина профиля увеличивается. Чем меньше отстояние H или чем больше число μ , тем хуже сходится итерационный процесс нахождения $T(\gamma)$.

В качестве примера приведем результат расчета формы крылового профиля с устройством выдува, расположенном на верхней поверхности

H	α	C_y	C_x
27,8	6,5	1,519	-0,066
0,008	3,6	1,137	-0,052

Таблица 1.

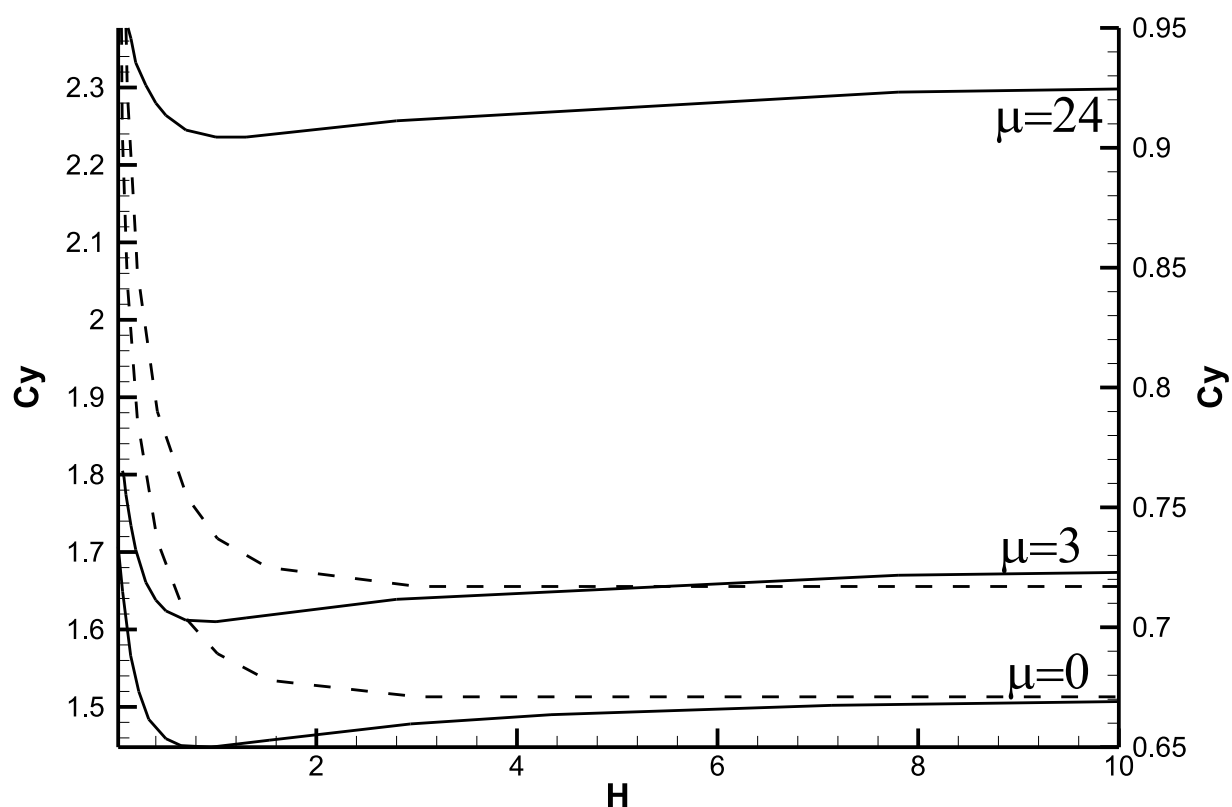
H	α	C_y	C_x
2,52	24,6	4,516	-0,228
0,217	22,8	3,662	-0,403

Таблица 2.

вблизи передней кромки. На фиг. 7,а результат расчета такого крылового профиля при $\mu = 0$ ($V_{j\infty} = V_\infty$), показан сплошной линией для $H \rightarrow \infty$ и штриховой – для $H = 0,008$. В случае $\mu = 3$ ($V_{j\infty} = 2V_\infty$) результаты представлены на фиг. 7,б сплошной линией для $H = 2,52$ и штриховой – для $H = 0,217$. Соответствующие аэродинамические характеристики приведены в таблицах 1 и 2 (здесь α – угол атаки).

В §6 содержится обобщение разработанного метода для пересчета аэродинамических характеристик и распределения скорости на другие режимы обтекания (новые угол атаки α' и отстояние H') и другие режимы работы устройства выдува струи (новые плотность ρ'_j струи и скорость $V'_{j\infty}$ струи на бесконечности). Штрихом обозначены параметры нового режима. Учитывая тот факт, что $\chi'(\zeta) = \chi(\zeta)$, получены выражения для нового распределения скорости $V'(\gamma)$ и расхода Q' . Для определения функции $T'(\gamma)$ разработан итерационный процесс, аналогичный использованному при решении обратной задачи. Следует заметить, что так как функция $z'(\zeta)$ уже известна, то образ экрана $l_\zeta'^3$ определяется явным образом, и схема итерационного процесса несколько упрощается.

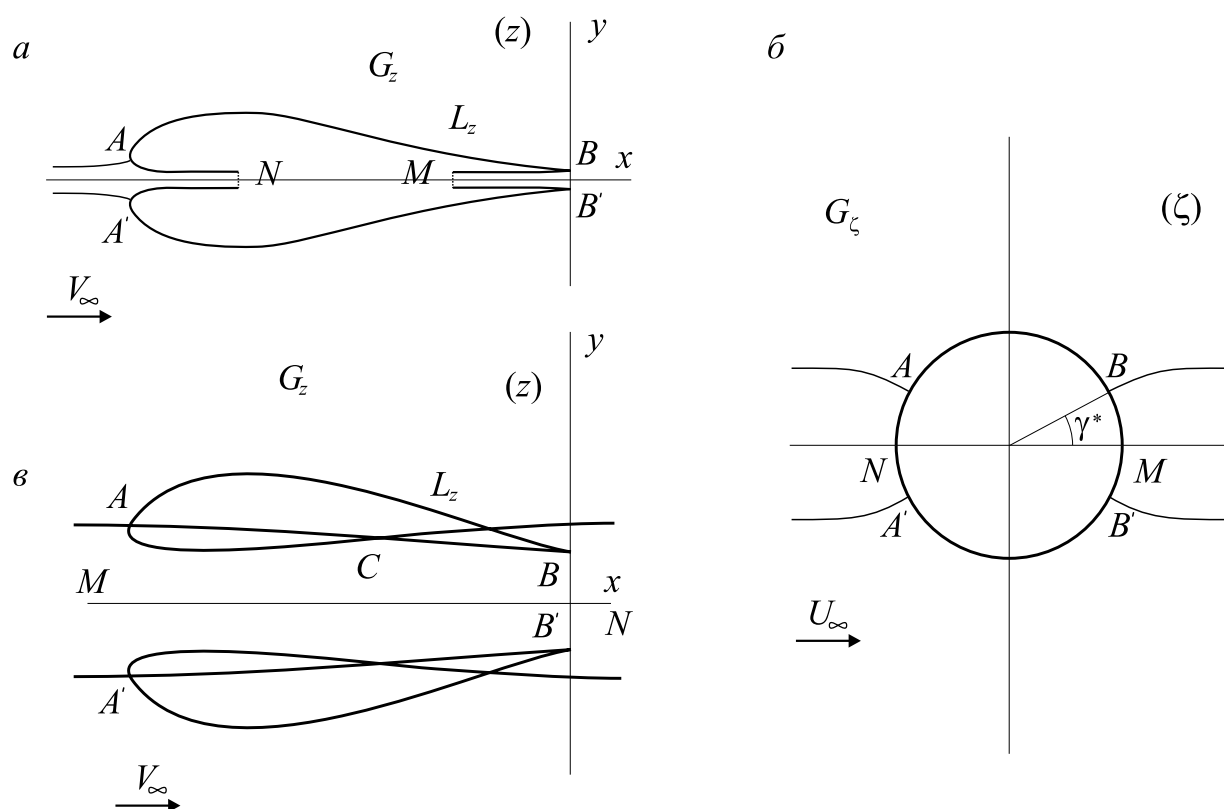
В качестве примера приведем расчет представляющий наибольший практический интерес зависимости $C_y(H)$ для различных чисел μ (фиг. 8). Расчеты проведены для крыловых профилей, изображенных на фиг. 7,а. Профиль, показанный сплошной линией (с большой кривизной нижней поверхности), будем называть обычным крыловым профилем, а профиль, изображенный штриховой линией (с плоской нижней поверхностью) – профилем крыла экраноплана. Для обычного профиля представлены расчеты для $\mu = 0; 3; 24$ – графики сплошной линией, которым соответствует левая шкала. Поведение коэффициента C_y двоякое: вначале при приближении к экрану C_y падает и достигает минимального значения при $H \approx 1$, а затем начинает проявляться экранный эффект – увеличение C_y с уменьшением H . При малых отстояниях от экрана коэффициент подъемной силы на 10-12% превышает свое значение в случае безграничного потока. Для профиля экраноплана представлены расчеты для $\mu = 0; 3$ – графики штриховой линией, которым соответствует правая шкала. Для этого профиля отсутствует “анти-



Фиг. 8.

экранный” эффект, а экраный начинает проявляться уже с отстояний $H \approx 3(!)$. При малых отстояниях от экрана коэффициент подъемной силы на 60-70% превышает свое значение в случае безграничного потока. Для обоих профилей с увеличением энергии выдуваемой струи коэффициент подъемной силы возрастает и увеличивается отстояние, с которого начинает проявляться экраный эффект. Это отстояние значительно больше, чем в случае непроницаемого профиля. Однако коэффициент C_y профиля экраноплана значительно ниже, чем у обычного профиля. Коэффициент тяги C_x при варьировании H остается практически неизменным.

В **третьей главе** разработан приближенный метод проектирования многоэлементного крылового профиля и в частном случае профиля крыла экраноплана. В отличие от известных методов, в которых рассматривается многосвязная область течения или вводится в рассмотрение фиктивный поток ИНЖ в случае проектирования профиля над экраном, здесь удастся свести задачу к ОКЗА для профиля с каналами отбора и выдува. Область течения при этом становится односвязной, но многолистной. Сравнение результатов расчета с точными решениями показало их хорошее совпадение.

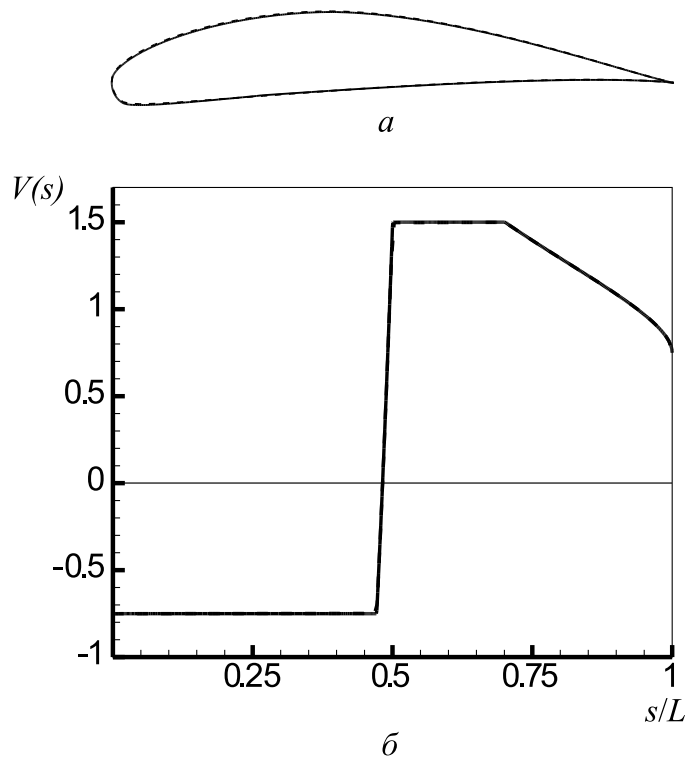


Фиг. 9.

Постановка задачи и разработанный приближенный метод проектирования профиля крыла вблизи экрана содержатся в §7. Задача разбивается на две части: вспомогательную задачу проектирования симметричного крылового профиля с прямолинейным каналом отбора в передней кромке и прямолинейным каналом выдува (из которого выдувается жидкость с теми же параметрами, что и во внешнем потоке) в задней кромке профиля и основную задачу проектирования профиля крыла экраноплана.

Решение ОКЗА для профиля с каналами отбора и выдува аналогично решению задачи для непроницаемого профиля. Заданы скорость V_∞ потока на бесконечности, хорда b профиля, расстояние H между острыми кромками B и B' (фиг. 9,а) и распределение скорости $V(\gamma)$ как функции углового параметра γ в канонической плоскости ζ (фиг. 9,б). В канонической плоскости имеем обтекание единичного круга с расположенными в точках M и N источником и стоком. Условия разрешимости, условие заданности хорды b и расстояния H удовлетворяются подбором свободных параметров.

Решение основной задачи проектирования профиля крыла экраноплана опирается на решение вспомогательной задачи с условием, что

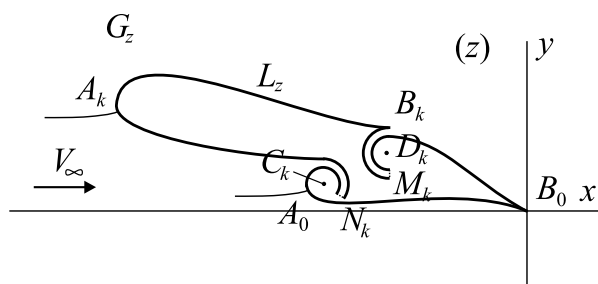


Фиг. 10.

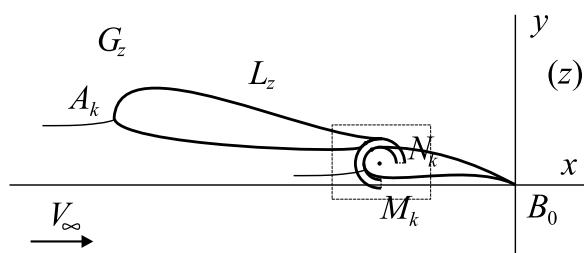
$H = 2h$, где h – отстояние профиля от экрана. Для большей ясности фиг. 9,а перерисована в виде фиг. 9,в. Точки N и M – бесконечно удаленные точки каналов отбора и выдува. Рассматривается верхняя половина течения, экран моделируется осью x . За верхнюю поверхность профиля крыла экраноплана принята линия AB . Нижняя поверхность образована частями стенок каналов MB и AN , сопряженных в некоторой точке C . Точка C сопряжения стенок каналов определяется как точка пересечения линий MB и AN , если они пересекаются, либо как точка, в которой расстояние между ними минимально. При малых отстояниях профиля от экрана (именно для этого случая необходимо применять предложенный подход) нижняя поверхность получается практически плоской, и погрешности, связанные с ненулевым углом в точке C пересечения струй, становятся соизмеримы с погрешностями вычисления. Коэффициент C_y подъемной силы находится интегрированием вдоль контура полученного профиля коэффициента $C_p = 1 - V^2/V_\infty^2$.

Пример расчета формы профиля и распределение скорости $V(s)$ по нему для $h = 0,5b$ показан на фиг. 10 сплошной линией. Коэффициент подъемной силы равен $C_y = 1,206$. Пунктирной линией показан результат решения ОКЗА для профиля вблизи экрана по полученному $V(s)$

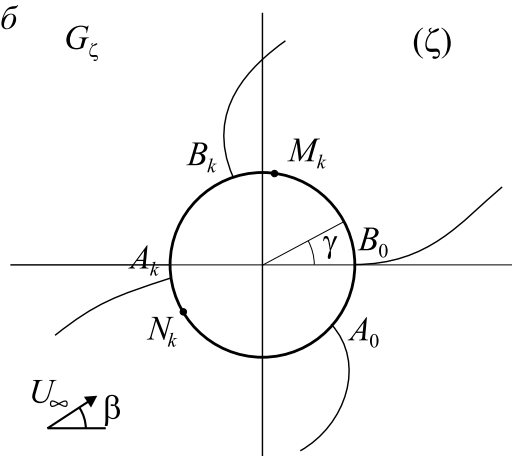
a



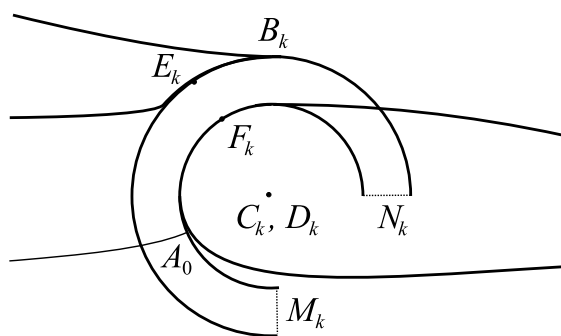
б



в



г



Фиг. 11.

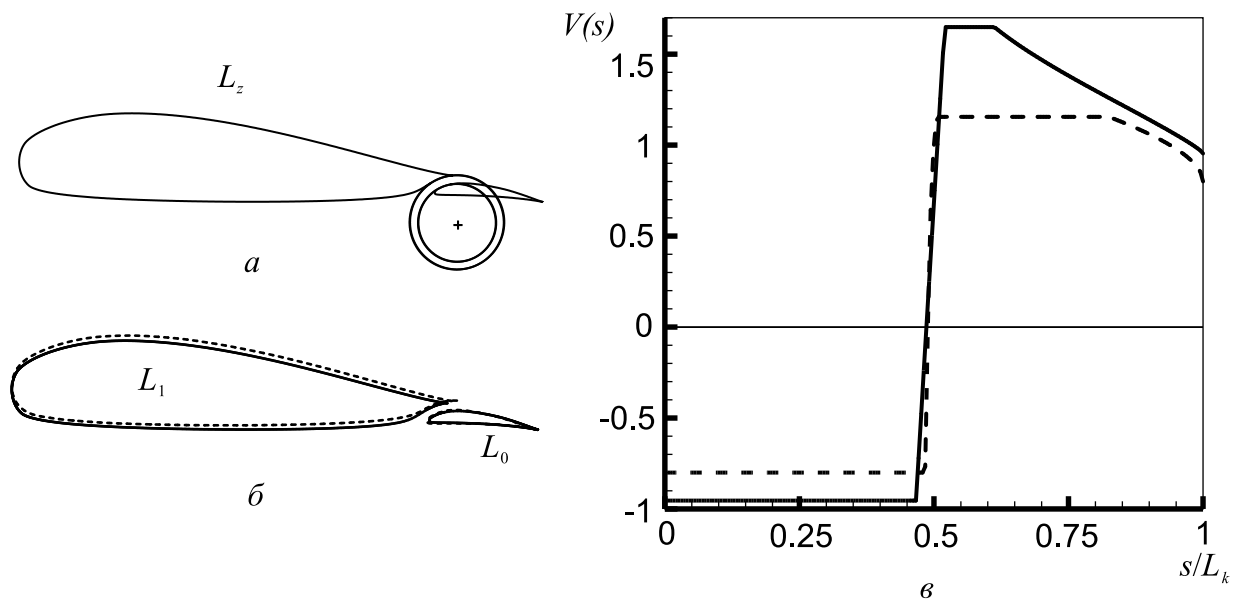
в точной постановке⁶, замкнутый с использованием метода квазирешений. В этом случае коэффициент подъемной силы равен $C_y = 1,204$. Как видно погрешность очень мала, на рисунке сплошная и пунктирная линии практически совпадают.

В §8 разработанный приближенный метод обобщен на случай проектирования многоэлементного крылового профиля. В отличие от известных точных методов проектирования число N элементов профиля не ограничено. В качестве вспомогательной задачи решается ОКЗА для крылового профиля с N_q круговыми каналами отбора и N_q круговыми каналами выдува потока (фиг. 11,а), причем $N_q = N - 1$. Считаются заданными скорость V_∞ потока на бесконечности, ширины $h_{nk} = h_{mk} = h_k$ каналов отбора и выдува, скорости V_{1k} на внутренних и V_{2k} на внешних стенках k -ых каналов отбора и выдува и распределение скорости $V(\gamma)$, $\gamma \in [0, 2\pi]$ как функция углового параметра γ в канонической

⁶ [Ильинский А. Н.], Ильинский Н. Б., Маклаков Д. В., Поташев А. В. Метод аэродинамического проектирования крылового профиля экраноплана // Известия вузов, Авиационная техника. 1995. №2. С.54-62.

области G_ζ – внешности окружности $|\zeta| > 1$ в плоскости ζ (фиг. 11,б). В канонической плоскости имеем обтекание кругового контура с расположенными на нем источниками и стоками. Основные формулы были получены при решении оптимизационной задачи в §3. Для выполнения условий разрешимости в распределение скорости вводятся свободные параметры.

Для решения основной задачи проектирования многоэлементного крылового профиля используется решение вспомогательной задачи. Заданными считаются хорды b_k , $k = \overline{0, N-1}$ каждого элемента профиля и расстояния d_k , $k = \overline{1, N-1}$ между элементами профиля. Дополнительно требуется совпадение точек C_k и D_k – “центров” каналов отбора и выдува. Тогда получается схема течения, изображенная на фиг. 11,в, когда на поверхности профиля есть участки, на которых стенки каналов отбора и выдува с одинаковыми индексами практически совпадают. Нижняя поверхность k -го элемента профиля $k = \overline{1, N-1}$ образуется частями линий $A_k N_k$ и $M_k B_k$, сопряженных в некоторой точке E_k , верхняя поверхность k -го элемента профиля $k = \overline{0, N-2}$ образуется частями линий $A_k N_{k+1}$ и $M_{k+1} B_k$, сопряженных в некоторой точке F_{k+1} (фиг. 11,г). Нижняя поверхность 0-го элемента профиля совпадает с линией $A_0 B_0$, а верхняя поверхность $(N-1)$ -го элемента профиля – с линией $A_{N-1} B_{N-1}$. Точки E_k , $k = \overline{1, N-1}$ сопряжения линий $A_k N_k$ и $M_k B_k$ определяются как точки их пересечения, если они пересекаются, либо как точки, в которых расстояние между ними минимально.



Фиг. 12.

Аналогично находятся точки F_k , $k = \overline{1, N-1}$.

В качестве примера приведен результат решения задачи в случае $N = 2$ для хорд $b_0 = 0,25$, $b_1 = 0,75$ и расстояния между профилями $d_1 = 0,02$ (случай профиля с закрылком). Форма построенного контура L_z крылового профиля с каналами отбора и выдува потока показана на фиг. 12,а, а форма восстановленного многоэлементного профиля – на фиг. 12,б сплошной линией. Распределения скорости $V_k(s)$ по каждому элементу изображены на фиг. 12,в (сплошной линией по контуру L_1 основного профиля, штриховой – по контуру L_0 закрылка). Для сравнения на фиг. 12,б штриховой линией показана форма двухэлементного крылового профиля, полученного решением ОКЗА в двухсвязной области с использованием аппарата эллиптических функций по найденным распределениям скорости $V_k(s)$. Погрешность составила порядка 2% характерного линейного размера.

В **заключении** кратко подведены итоги выполненной работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

1. Решение задачи оптимизации положения перфорированного участка и распределения его проницаемости для минимизации коэффициента сопротивления при условии отсутствия отрыва ПС в заданном диапазоне углов атаки.

2. Решение задачи максимизации циркуляции скорости при обтекании гладкого контура с источниками и стоками.

3. Метод решения ОКЗА для крылового профиля с устройством выдува реактивной струи вблизи экрана.

4. Приближенный метод проектирования профиля крыла экраноплана и многоэлементного крылового профиля с произвольным числом элементов.

5. Алгоритмы численной реализации, результаты числовых расчетов и сделанные на их основе выводы

Следует отметить финансовую помощь Российского фонда фундаментальных исследований (проекты №№99-01-00365, 99-01-04029, 01-01-04004, 01-01-06059, 02-01-00061, 03-01-10620з), позволившую ускорить выполнение и написание диссертации.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. *Марданов Р.Ф.* О максимизации подъемной силы гладкого контура с источником и стоком / *Д.Ф. Абзалилов, Р.Ф. Марданов* // Материалы Всероссийской молодежной научной школы-конференции по математическому моделированию, геометрии и алгебре. – Казань: 1997. – С. 9-15.
2. *Марданов Р. Ф.* Задача максимизации циркуляции скорости при обтекании гладкого контура с источниками и стоками / *Д. Ф. Абзалилов, Н. Б. Ильинский, Р. Ф. Марданов* // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2000. Т. 40, №1. – С. 82-90.
3. *Марданов Р.Ф.* Минимизация коэффициента аэродинамического сопротивления профилей с распределенным отсосом пограничного слоя. / *Д.Ф. Абзалилов, Р.Ф. Марданов* // Восьмой Всероссийский съезд механиков по теоретической и прикладной механике. Аннотации докладов. – Екатеринбург: УрО РАН, 2001. – С. 16.
4. *Марданов Р.Ф.* Оптимизация отсоса пограничного слоя в диапазоне углов атаки / *Н.Б. Ильинский, Р.Ф. Марданов* // Труды математического центра имени Н.И. Лобачевского. Т.8. Теория функций, ее приложения и смежные вопросы: Материалы V Казанской международной летней школы-конференции. – Казань: Издательство “ДАС”, 2001. – С. 112-113.
5. *Марданов Р.Ф.* Построение крылового профиля экраноплана с выдувом реактивной струи // Гидродинамика больших скоростей. Тезисы докладов Международной летней научной школы. – Казань: Издательство казанского математического общества, 2002. – С. 106-107.
6. *Марданов Р.Ф.* Метод проектирования крылового профиля с выдувом реактивной струи вблизи плоского экрана // Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности: Авторефераты докладов участников. – М.: ОАО “ОКБ Сухого”, 2002. – С. 105-112.
7. *Марданов Р.Ф.* О одном подходе к проектированию профиля крыла вблизи экрана // Изв. ВУЗов. Авиационная техника. 2003. №2.
8. *Марданов Р.Ф.* Приближенный метод проектирования многоэлементных крыловых профилей // Модели и методы аэродинамики. Материалы Третьей Международной школы-семинара. – М.: МЦНМО, 2003. – С. 71-72.

9. *Марданов Р.Ф.* Об одном подходе к проектированию многоэлементного крылового профиля // *Аэромеханика и газовая динамика*. 2003. №2.

